

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION
EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

10/517146

(19) Organisation Mondiale de la Propriété
Intellectuelle
Bureau international(43) Date de la publication internationale
27 mai 2004 (27.05.2004)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2004/044517 A2(51) Classification internationale des brevets⁷ : F42BThierry [FR/FR]; 22, chemin des Rogières, F-18000
Asnières-les-Bourges (FR).(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2003/003302(74) Mandataire : CELANIE, Christian; Cabinet Célanie, 13,
route de la Minière, B.P. 214, F-78002 Versailles Cédex
(FR).(22) Date de dépôt international :
5 novembre 2003 (05.11.2003)

(81) État désigné (national) : US.

(25) Langue de dépôt : français

(84) États désignés (régional) : brevet européen (AT, BE, BG,
CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE,
IT, LU, MC, NL, PT, RO, SE, SI, SK, TR).

(26) Langue de publication : français

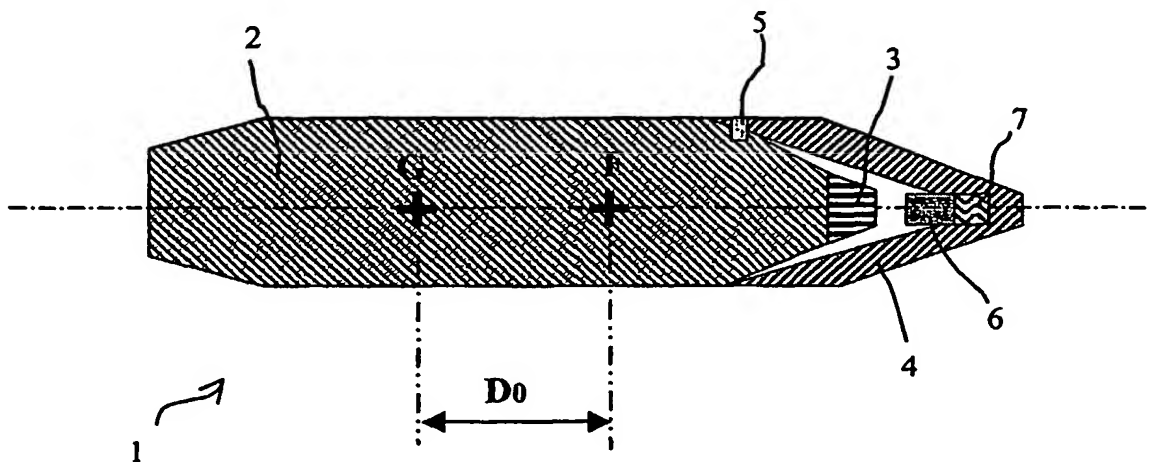
(30) Données relatives à la priorité :
02/14137 8 novembre 2002 (08.11.2002) FR

Publiée :

— sans rapport de recherche internationale, sera republiée
dès réception de ce rapport(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : GIAT
INDUSTRIES [FR/FR]; 13, route de la Minière, F-78000
Versailles (FR).En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abrévia-
tions, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et
abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de
la Gazette du PCT.

(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant (pour US seulement) : BREDY,

(54) Title: METHOD OF CORRECTING THE TRAJECTORY OF A SPIN-STABILISED PROJECTILE AND PROJECTILE IM-
PLEMENTING ONE SUCH METHOD(54) Titre : PROCEDE DE CORRECTION DE LA TRAJECTOIRE D'UN PROJECTILE GYROSTABILISE ET PROJECTILE
METTANT EN OEUVRE EN TEL PROCEDE

(57) Abstract: The invention relates to a method of correcting the trajectory of a spin-stabilised projectile (1), in which at least one correction is made to the axial position of the aerodynamic centre (F) of the projectile. The inventive method is characterised in that the axial position of the centre of pressure (F) is corrected by altering the length of the in-flight projectile (1) at least once using a control means. The invention also relates to a projectile implementing one such method.

(57) Abrégé : L'invention a pour objet un procédé de correction de la trajectoire d'un projectile (1) gyrostabilisé, procédé dans lequel on apporte au moins une correction de la position axiale du centre de poussée aérodynamique (F) du projectile. Ce procédé est caractérisé en ce que la correction de la position axiale du centre de poussée (F) est obtenue en modifiant au moins une fois la longueur du projectile (1) en vol, modification qui est provoquée par un moyen de commande. L'invention vise également un projectile mettant en oeuvre un tel procédé.

WO 2004/044517 A2

PROCEDE DE CORRECTION DE LA TRAJECTOIRE D'UN PROJECTILE
GYROSTABILISE ET PROJECTILE METTANT EN ŒUVRE UN TEL PROCEDE

Le domaine technique de l'invention est celui des
5 procédés et dispositifs permettant d'assurer une correction
de la trajectoire d'un projectile gyrostabilisé.

Il est connu notamment par les brevets EP887613 et
FR2792400 de réaliser une correction de la trajectoire d'un
projectile d'artillerie en déployant à un instant donné des
10 volets assurant un freinage aérodynamique.

Ce déploiement est commandé sur trajectoire à un instant
donné programmé avant le tir ou sur trajectoire, ou bien à un
instant qui est déterminé sur trajectoire en fonction des
coordonnées de la cible visée et des coordonnées du
15 projectile (mesurées par une centrale inertielle ou un
système de positionnement par satellite (GPS)).

Un tel procédé permet de modifier la portée du
projectile, il permet ainsi de corriger les erreurs dues aux
variations de la vitesse initiale qui sont liées
20 essentiellement , aux conditions de tir (conditions
atmosphériques, température, dispersion des caractéristiques
des poudres propulsives, usure du tube de l'arme...).

Ce procédé permet uniquement la correction de la portée
du projectile. Il ne permet pas de corriger la dérivation
25 latérale d'un projectile gyrostabilisé.

Il est connu qu'un projectile gyrostabilisé a un
mouvement de dérivation latérale par rapport à l'axe de tir,
mouvement qui est essentiellement dû au fait que le
projectile a un axe longitudinal qui présente un angle par
30 rapport à son vecteur vitesse.

Cet angle est adopté naturellement par le projectile et
il lui permet d'équilibrer le couple gyroscopique subi. Il
est proportionnel à la vitesse de rotation du projectile et à
son moment d'inertie en roulis. Il est également inversement
35 proportionnel à la marge statique du projectile, c'est à dire
à la distance séparant le centre de gravité du projectile du
foyer des forces aérodynamiques.

La dérivation induite atteint de 300m à 800 m pour des
portées variant de 15 km à 25 km. Cette dérivation varie
40 également en fonction des conditions de tir (dispersion sur
la vitesse de rotation du projectile, vent latéral...).

Il est connu par le brevet WO02061363 de corriger cette dérivation en déployant des ailettes aérodynamiques assurant un freinage de la rotation. Ces ailettes sont disposées au niveau de l'ogive, ou d'une partie médiane du corps de projectile ou bien au niveau du culot.

Une telle solution est de mise en œuvre complexe et elle ne permet pas d'apporter une correction d'ampleur suffisante à la dérivation. La surface des ailettes est en effet réduite et ne peut que freiner modérément la rotation du projectile. De plus un freinage plus fort du roulis serait susceptible de déstabiliser le projectile.

Le brevet FR2764689 décrit une autre solution dans laquelle des ailettes déployables sont disposées au niveau du culot du projectile. Ces ailettes assurent également un freinage modéré de la rotation mais, du fait de leur disposition en arrière du projectile, elles ont principalement pour effet de diminuer la marge statique du projectile, permettant ainsi un accroissement de la dérivation.

Cette solution présente également des inconvénients.

Les ailettes sont une mécanique complexe et fragile. Il est donc délicat de les disposer au niveau d'une partie du projectile soumise à la pression des gaz propulsifs, donc très contrainte mécaniquement.

La disposition des ailettes en partie arrière du projectile complique aussi leur intégration et leur montage.

En effet, les ailettes sont alors très éloignées de l'ogive du projectile qui porte généralement la fusée de commande de l'amorçage et qui incorpore les moyens de commande électronique. La commande des ailettes à partir de la fusée impose donc la mise en place d'une connexion électrique entre l'avant et l'arrière du projectile ce qui complique la réalisation d'un tel projectile.

C'est le but de l'invention que de proposer un procédé de correction de la trajectoire d'un projectile gyrostabilisé ne présentant pas de tels inconvénients.

Le procédé selon l'invention est de mise en œuvre aisée. Il autorise la réalisation de projectiles dont la dérivation

peut être corrigée à l'aide d'un dispositif simple, facile à intégrer dans un projectile, éventuellement dans un projectile existant.

Ainsi l'invention a pour objet un procédé de correction
5 de la trajectoire d'un projectile gyrostabilisé, procédé dans lequel on apporte au moins une correction de la position axiale du centre de poussée aérodynamique du projectile, procédé caractérisé en ce que la correction de la position axiale du centre de poussée est obtenue en modifiant au moins
10 une fois la longueur du projectile en vol, modification qui est provoquée par un moyen de commande.

Selon un mode de réalisation de l'invention, la modification de la longueur du projectile en vol pourra être obtenue par l'éjection d'un tronçon du projectile.

15 Le tronçon ainsi éjecté sera avantageusement disposé au niveau d'une partie avant du projectile.

Selon un autre mode de réalisation de l'invention, la modification de la longueur du projectile en vol pourra être obtenue par la translation relative d'une partie avant du
20 projectile par rapport à une partie arrière.

Avantageusement on pourra apporter également au moins une correction de la trajectoire du projectile par déploiement d'un moyen de freinage aérodynamique du projectile.

L'invention a également pour objet un projectile mettant
25 en œuvre un tel procédé. Ce projectile comporte des moyens de conception simple et assurant au moins une correction de sa dérivation sur trajectoire.

Ainsi le projectile pourra comporter au moins un tronçon rendu solidaire d'un corps de projectile par un moyen de
30 liaison déverrouillable.

Selon un mode de réalisation de l'invention le tronçon déverrouillable sur trajectoire pourra être une coiffe disposée au niveau d'une partie avant du projectile.

Ainsi, le projectile pourra comporter une ogive
35 télescopique montée coulissante par rapport au corps du projectile, ogive constituant une partie avant du projectile pouvant se déplacer par rapport à une partie arrière formée

par le corps du projectile, l'ogive étant rendue solidaire du corps par un moyen de liaison déverrouillable.

L'ogive pourra renfermer un générateur de gaz qui sera initié sur trajectoire par le moyen de commande, la pression
5 des gaz provoquant le cisaillement du moyen de liaison ogive/corps et la translation de l'ogive vers l'avant jusqu'à une butée conduisant ainsi à un allongement du projectile.

Selon une autre variante, le moyen de liaison déverrouillable est actionné par le moyen de commande et la
10 libération de l'ogive permet la translation de celle ci vers l'arrière par rapport au corps sous l'effet de la pression aérodynamique conduisant ainsi à un raccourcissement du projectile.

Selon un autre mode de réalisation, le projectile
15 comporte un culot monté coulissant par rapport au corps du projectile, culot constituant une partie arrière du projectile pouvant se déplacer par rapport à une partie avant formée par le corps du projectile, le culot étant rendue solidaire du corps par un moyen de liaison déverrouillable.

20 Avantageusement le projectile pourra comporter au moins un volet dont le déploiement radial sera provoqué par le moyen de commande, volet assurant un freinage aérodynamique du projectile et un raccourcissement de la portée de celui ci.

25 L'invention sera mieux comprise à la lecture de la description de différents modes de réalisation, description faite en référence aux dessins annexés et dans lesquels :

- les figures 1a et 1b schématisent un premier mode de réalisation d'un projectile selon l'invention, la figure 1a
30 montrant le projectile avant correction et la figure 1b après correction,

- les figures 2a et 2b schématisent un deuxième mode de réalisation d'un projectile selon l'invention, la figure 2a montrant le projectile avant correction et la figure 2b après
35 correction,

- les figures 3a et 3b schématisent un troisième mode de réalisation d'un projectile selon l'invention, la figure 3a

montrant le projectile avant correction et la figure 3b après correction,

- les figures 4a et 4b schématisent un quatrième mode de réalisation d'un projectile selon l'invention, la figure 4a montrant le projectile avant correction et la figure 4b après correction,

- les figures 5a et 5b sont des diagrammes montrant les corrections de dérivation qu'il est possible d'obtenir avec le procédé selon l'invention,

10 - les figures 6a, 6b et 6c schématisent un cinquième mode de réalisation d'un projectile selon l'invention, la figure 6a montrant le projectile avant correction, la figure 6b après correction de la dérivation et la figure 6c après correction de la portée,

15 - les figures 7a, 7b et 7c schématisent un sixième mode de réalisation d'un projectile selon l'invention, la figure 7a montrant le projectile avant correction, la figure 7b après correction de la dérivation et la figure 7c après correction de la portée,

20 - la figure 8 est un diagramme montrant le domaine de correction qu'il est possible d'obtenir avec un projectile incorporant un dispositif assurant une correction de la portée et de la dérivation.

En se reportant aux figures 1a et 1b un projectile 1 selon un premier mode de réalisation de l'invention et mettant en œuvre le procédé de correction selon l'invention comprend un corps 2 qui n'est pas représenté en détails et qui incorporera un explosif disposé dans une enveloppe et initié par une fusée 3, par exemple une fusée de proximité ou une fusée chronométrique. Le corps 2 pourra alternativement renfermer une charge utile dispersable, par exemple des sous munitions.

Ce projectile est par exemple un obus d'artillerie de 155mm.

35 Conformément à ce mode de réalisation de l'invention le projectile comporte une coiffe 4 disposée au niveau d'une partie avant du projectile. Cette coiffe forme un tronçon de projectile 1 qui est lié au corps 2 de celui ci par un moyen

de liaison déverrouillable, par exemple une goupille cisailable 5.

La coiffe 4 renferme une charge pyrotechnique génératrice de gaz 6 qui peut être initiée par un moyen de commande 5 électronique 7.

Ce moyen de commande comportera par exemple un microprocesseur, programmé avant tir ou sur trajectoire, et qui provoquera à un instant souhaité l'inflammation de la charge pyrotechnique 6.

10 La pression des gaz engendrés par cette dernière provoquera le cisaillement du moyen de liaison 5, qui conduira à l'éjection de la coiffe 4 sur trajectoire.

L'éjection de la coiffe 4 a pour effet de modifier la longueur du projectile en vol 1 (ici le projectile se 15 raccourcit).

Il en résulte une modification de la marge statique du projectile 1 c'est à dire de la distance séparant le centre de gravité G du projectile du foyer aérodynamique F. La marge statique initiale est notée D_0 , la marge statique finale est 20 notée D_1 .

L'éjection de la coiffe provoque une diminution de la marge statique ($D_1 < D_0$). Il en résulte une augmentation de la dérivation du projectile.

Ainsi, avec un projectile de 155mm équipé d'une coiffe en 25 aluminium de 400 mm de long, il est possible d'obtenir une diminution de la marge statique de 10 à 15 % ce qui permet d'accroître la dérivation à 25 km de près de 100 m.

Concrètement une seule correction est ici possible. On établira donc des tables de tir permettant de définir, pour 30 une géométrie de projectile donnée et des conditions de tir données, les réseaux des courbes de dérivation obtenues en fonction de la distance entre le projectile et l'arme et en fonction des instants auxquels la marge statique du projectile est modifiée.

35 Il sera alors possible en choisissant un instant particulier de modification de la marge statique de corriger le point d'impact au sol.

La dérivation étant toujours orientée dans le même sens pour un sens de rotation du projectile donné, on réalisera le tir du projectile en donnant systématiquement une correction du pointage en azimut de l'arme, correction effectuée avec
5 une orientation inverse de celle de la dérivation.

A titre d'exemple pour un projectile de 155mm animé d'une vitesse initiale de 810m/s, ayant une masse de 42kg et tiré avec un angle de site de 50°, l'invention permet de réduire la marge statique de 15% ce qui conduit à un écart de
10 dérivation de 100 m à 25 km. Le potentiel maximal de réglage de la dérivation est de 100 m et il dépend de l'instant auquel on commande l'éjection de la coiffe.

La figure 5a montre ainsi un réseau de courbes de dérivation correspondant à une telle diminution de la marge
15 statique. La courbe la plus basse (C1) correspond au tir du projectile sans éjection de la coiffe (marge statique maximale). La courbe supérieure (C4) correspond au tir du projectile avec une éjection de la coiffe au bout de 10 seconde de vol, ce qui correspond à la dérivation maximale
20 qu'il est possible d'obtenir. Les courbes intermédiaires correspondent à des dériviatiions obtenues pour des éjections de coiffe commandées respectivement au bout de 40 s (courbe C2) et 20s (courbe C3). Il est ainsi possible de faire varier la dérivation latérale de près de 100 m à 25 km. Le mode de
25 réalisation des figures 1a et 1b prévoit de modifier la position axiale du centre de poussée en éjectant une partie du projectile (la coiffe).

Selon des modes de réalisation préférés de l'invention on modifiera au moins une fois la longueur du projectile en vol
30 en commandant non pas une éjection d'une partie du projectile mais une translation relative d'une partie avant du projectile par rapport à une partie arrière.

Selon le mode de réalisation des figures 2a et 2b, le projectile 1 comporte un corps 2 représenté ici
35 schématiquement et qui renfermera un explosif ou une autre charge utile dispersable (des sous munitions par exemple). L'explosif sera initié (ou la charge utile dispersée) par la fusée d'une façon connue et non représentée ici. On pourra

par exemple prévoir un détonateur ou une charge de dispersion solidaire du corps 2 et reliée par des fils à la fusée.

Le corps 2 comporte une portée cylindrique externe 10 sur laquelle est disposée de façon coulissante une ogive 11 qui
5 porte la fusée 3.

L'ogive est rendue solidaire du corps par au moins une goupille transversale cisaillable 12 qui constitue un moyen de liaison déverrouillable.

L'ogive 11 renferme une charge pyrotechnique génératrice
10 de gaz 13 qui peut être initiée par un moyen de commande électronique intégré à la fusée 3.

Ce moyen de commande comportera par exemple un microprocesseur, programmé avant tir ou sur trajectoire, et qui provoquera à un instant souhaité l'inflammation de la
15 charge pyrotechnique 13.

La pression des gaz engendrés par cette dernière provoquera le cisaillement du moyen de liaison 12 et la translation de l'ogive 11 vers l'avant (suivant la direction F_1), donc l'allongement du projectile.

20 L'ogive se translate en avant, guidée par au moins un pion radial 14 qui glisse dans une rainure 15 portée par l'ogive 11 (on prévoira de préférence trois pions radiaux régulièrement répartis angulairement).

Le pion 14 constitue une butée axiale qui limite la
25 translation de l'ogive vers l'avant.

Ainsi selon ce mode de réalisation, l'ogive télescopique constitue une partie avant du projectile pouvant se déplacer par rapport à une partie arrière formée par le corps du projectile. La masse de l'ogive est faible par rapport à la
30 masse totale du projectile, le déplacement du centre de gravité G est donc négligeable par rapport à celui du foyer aérodynamique F . La marge statique initiale D_0 est inférieure à la marge statique finale D_1 .

Il en résulte une diminution de la dérivation du
35 projectile. Là encore on établira des tables de tir permettant de définir, pour une géométrie de projectile donnée et des conditions de tir données, les réseaux des courbes de dérivation obtenues en fonction de la distance

entre le projectile et l'arme et en fonction des instants auxquels la marge statique du projectile est modifiée.

La figure 5b montre un réseau de courbes de dérivation correspondant à une telle augmentation de la marge statique.

5 La courbe la plus haute (C'1) correspond au tir du projectile sans translation de l'ogive (marge statique minimale). La courbe inférieure (C'4) correspond au tir du projectile avec une translation de l'ogive au bout de 10 secondes de vol, ce qui correspond à la dérivation minimale qu'il est possible

10 d'obtenir. Les courbes intermédiaires correspondent à des dérivations obtenues pour des translation de l'ogive commandées respectivement au bout de 20 s (courbe C'3) et 40s (courbe C'2). Il est ainsi possible de faire varier la dérivation latérale de près de 100 m à 25 km. Concrètement

15 pour un projectile de 155mm animé d'une vitesse initiale de 810m/s, ayant une masse de 42kg et tiré avec un angle de site de 50°, l'invention permet d'augmenter la marge statique de 15% ce qui conduit à une dérivation de 100 m à 25 km. Le potentiel maximal de réglage de la dérivation est de 100 m et

20 il dépend de l'instant auquel on commande la translation de l'ogive.

Les figures 3a et 3b montrent un autre mode de réalisation qui diffère du précédent en ce que le moyen de liaison déverrouillable est constitué par un rétracteur

25 pyrotechnique 16 (représenté schématiquement solidaire du corps 2 et avec sa tige verrou coulissante 16a engagée dans l'ogive 11). Ce rétracteur assure le maintien de l'ogive 11 dans sa position avancée représentée à la figure 4a.

Lorsque le moyen de commande incorporé à la fusée 3

30 actionne sur trajectoire le rétracteur 16, la tige 16a se déplace et l'ogive 11 se trouve libérée. Elle coulisse alors sur la portée cylindrique 10 suivant la direction F2, donc vers l'arrière du projectile, sous l'effet de la pression aérodynamique qui s'exerce sur le projectile en vol.

35 Il en résulte un raccourcissement du projectile 1 et une diminution de la marge statique. La marge statique initiale D0 est supérieure à la marge statique finale D1, ce qui entraîne un accroissement de la dérivation du projectile. Le

réseau de courbes de dérivation est alors analogue à celui représenté à la figure 5a. La dérivation peut là encore être corrigée de près de 100 m à 25 km.

Les figures 4a et 4b montrent un projectile selon un
5 quatrième mode de réalisation de l'invention.

Ce projectile 1 est là encore représenté de façon schématique. Il comporte un corps 2 qui n'est pas représenté en détails et qui incorporera un explosif disposé dans une enveloppe et initié par une fusée d'ogive 3, par exemple une
10 fusée de proximité ou une fusée chronométrique. Le corps 2 pourra également renfermer une charge utile dispersable, par exemple des sous munitions.

Le projectile 1 comporte un culot 8 qui est monté coulissant sur une portée cylindrique externe 18 aménagée sur
15 l'extérieur du corps 2.

Le culot 8 est rendu solidaire du corps 2 par au moins une goupille transversale cisailable 19 qui constitue un moyen de liaison déverrouillable.

Une charge pyrotechnique génératrice de gaz 20 est
20 disposée dans un logement à l'arrière du corps de projectile. Cette charge peut être initiée par un moyen de commande électronique 21. Ce dernier est ici représenté à proximité de la charge 20. Il pourrait alternativement être intégré dans la fusée 3 et relié à un inflammateur (non représenté) de la
25 charge 20 par des fils de connexion.

Le moyen de commande comportera par exemple un microprocesseur, programmé avant tir ou sur trajectoire, et qui provoquera à un instant souhaité l'inflammation de la charge pyrotechnique 20.

30 La pression des gaz engendrés par la charge 20 provoquera le cisaillement du moyen de liaison 19 et la translation du culot 8 vers l'arrière (suivant la direction F3), donc l'allongement du projectile.

Le culot 8 se translate en arrière en étant guidé par au
35 moins un pion radial 22 qui glisse dans une rainure 23 portée par le culot 8 (on prévoira de préférence trois pions radiaux régulièrement répartis angulairement).

Le pion 22 constitue une butée axiale qui limite la translation du culot 8 vers l'arrière.

Ainsi selon ce mode de réalisation, le culot constitue une partie arrière du projectile pouvant se déplacer par rapport à une partie avant formée par le corps du projectile.

Ce dispositif permet de réduire la marge statique du fait que l'on recule le foyer aérodynamique vers l'arrière du projectile sans bouger significativement la position du centre de gravité G (masse du culot très inférieure à la masse totale du projectile). La marge statique initiale D_0 est donc supérieure à la marge statique finale D_1 .

Il en résulte une augmentation de la dérivation du projectile. Le réseau de courbes de dérivation est analogue à celui représenté à la figure 5a.

Les modes de réalisation précédemment décrits permettent d'apporter une correction uniquement à la dérivation d'un projectile.

Il sera avantageux de les combiner à des moyens permettant d'apporter une correction en portée.

De tels moyens sont connus notamment des brevets EP887613, FR2786561 et FR2792400.

Ils comprennent des volets portés par une fusée et qui sont déployés à un instant donné sur trajectoire pour augmenter la traînée aérodynamique du projectile.

Les figures 6a, 6b et 6c montrent un mode de réalisation d'un projectile 1 selon l'invention incorporant des moyens assurant une correction en portée et des moyens assurant une correction en dérivation.

Dans ce mode de réalisation la correction en dérivation est obtenue suivant la solution décrite précédemment en référence aux figures 3a et 3b. Une ogive 11 télescopique est rendue solidaire du corps 2 du projectile par un moyen de liaison déverrouillable 16 qui est un rétracteur pyrotechnique. A un instant donné sur trajectoire le rétracteur 16 est actionné par la fusée 3, l'ogive se translate vers l'arrière et le projectile 1 se raccourcit (figure 6b).

La marge statique se réduit ($D_1 < D_0$) ce qui accroît la dérivation du projectile.

A un autre instant sur trajectoire la fusée 3 commande le déploiement radial de volets 17. Ces volets assurent le freinage aérodynamique du projectile, donc le raccourcissement de sa trajectoire. La structure mécanique des volets n'est pas décrite en détails et on pourra se reporter à l'un ou l'autre des brevets FR2786561 et FR2792400 pour obtenir plus de précisions sur une telle structure.

10 Il est alors possible en jouant sur les instants relatifs de déclenchement de l'ogive télescopique (correction en dérivation) et des volets aérodynamiques (correction en portée) d'apporter deux corrections successives de trajectoire permettant d'obtenir un point d'impact au sol
15 situé dans une plage de réglage importante.

A titre d'exemple la figure 8 montre la plage de réglage qu'il est possible d'obtenir pour un obus d'artillerie de 155mm de masse 42 kg tiré avec une vitesse initiale de 810 m/s et un angle de site de 50°. Cet obus est doté d'une ogive
20 rétractable permettant de diminuer la marge statique de 15% et comprenant des volets déployables assurant un doublement de la traînée du projectile.

On voit que le projectile selon l'invention permet de faire varier la portée dans une plage de 500 m et la
25 dérivation dans une plage de 100m.

Les figures 7a, 7b et 7c montrent un autre mode de réalisation de l'invention combinant correction en portée et correction en dérivation. Ce mode diffère du précédent en ce que la correction en dérivation est obtenue suivant la
30 solution décrite précédemment en référence aux figures 2a et 2b. L'ogive 11 télescopique est rendue solidaire du corps 2 du projectile par un moyen de liaison déverrouillable 12 qui est une goupille cisailable par la pression des gaz engendrés par un générateur de gaz pyrotechnique 13. A un
35 instant donné sur trajectoire le générateur 13 est commandé par la fusée 3, l'ogive se translate vers l'avant et le projectile 1 s'allonge (figure 7b).

La marge statique est augmentée ($D_1 > D_0$) ce qui diminue la dérivation du projectile.

A un autre instant sur trajectoire la fusée 3 commande le déploiement radial de volets 17. Ces volets assurent le freinage aérodynamique du projectile, donc le raccourcissement de sa trajectoire.

A titre d'exemple un obus d'artillerie de 155mm de masse 42 kg tiré avec une vitesse initiale de 810 m/s et un angle de site de 50° est doté d'une ogive télescopique permettant d'augmenter la marge statique de 15%. Cet obus comprend aussi des volets déployables assurant un doublement de la traînée du projectile.

Avec un tel obus, il est possible de faire varier la portée dans une plage de 500 m et la dérivation dans une plage de 100m.

Différentes variantes sont possibles sans sortir du cadre de l'invention.

On pourra par exemple commander la correction de portée (donc le déploiement des volets 17) avant la correction en dérivation par déplacement de l'ogive. La plage de corrections possibles est analogue.

On pourra également doter le projectile selon le mode de réalisation des figures 4a et 4b (projectile à culot coulissant) d'une fusée dotée de volets de freinage.

On pourra dans le mode de réalisation des figures 4a et 4b définir un projectile dont le culot n'est pas simplement coulissant mais éjecté sur trajectoire.

On pourra enfin concevoir un projectile dans lequel plusieurs modifications de la longueur successives peuvent être commandées sur trajectoire.

REVENDICATIONS

1. Procédé de correction de la trajectoire d'un projectile gyrostabilisé (1), procédé dans lequel on apporte au moins une correction de la position axiale du centre de poussée aérodynamique (F) du projectile, procédé **caractérisé en ce que** la correction de la position axiale du centre de poussée (F) est obtenue en modifiant au moins une fois la longueur du projectile (1) en vol, modification qui est provoquée par un moyen de commande (3,7).

10 2. Procédé de correction selon la revendication 1, caractérisé en ce que la modification de la longueur du projectile (1) en vol est obtenue par l'éjection d'un tronçon (4) du projectile.

3. Procédé de correction selon la revendication 2, 15 caractérisé en ce que le tronçon éjecté est disposé au niveau d'une partie avant du projectile.

4. Procédé de correction selon la revendication 1, caractérisé en ce que la modification de la longueur du projectile (1) en vol est obtenue par la translation relative 20 d'une partie avant du projectile par rapport à une partie arrière.

5. Procédé de correction selon la revendication 4, caractérisé en ce qu'on apporte également au moins une correction de la trajectoire du projectile (1) par 25 déploiement d'un moyen de freinage aérodynamique (17) du projectile.

6. Projectile à correction de trajectoire mettant en œuvre le procédé selon une des revendications 1 à 3 caractérisé en ce qu'il comporte au moins un tronçon (4,8,11) 30 rendu solidaire d'un corps (2) de projectile (1) par un moyen de liaison (12,16,19) déverrouillable.

7. Projectile à correction de trajectoire selon la revendication 6 caractérisé en ce que le tronçon déverrouillable sur trajectoire est une coiffe (4) disposée 35 au niveau d'une partie avant du projectile (1).

8. Projectile à correction de trajectoire mettant en œuvre le procédé selon une des revendications 4 ou 5 caractérisé en ce qu'il comporte une ogive télescopique (11)

montée coulissante par rapport au corps (2) du projectile (1), ogive constituant une partie avant du projectile pouvant se déplacer par rapport à une partie arrière formée par le corps (2) du projectile, l'ogive étant rendue solidaire du corps par un moyen de liaison déverrouillable (12,16).

9. Projectile à correction de trajectoire selon la revendication 8 caractérisé en ce que l'ogive (11) renferme un générateur de gaz (13) qui est initié sur trajectoire par le moyen de commande (3,7), la pression des gaz provoquant le cisaillement du moyen de liaison (12) ogive/corps et la translation de l'ogive (11) vers l'avant jusqu'à une butée conduisant ainsi à un allongement du projectile.

10. Projectile à correction de trajectoire selon la revendication 8 caractérisé en ce que le moyen de liaison déverrouillable (16) est actionné par le moyen de commande (3), la libération de l'ogive (11) permettant la translation de celle ci vers l'arrière par rapport au corps (2) sous l'effet de la pression aérodynamique conduisant ainsi à un raccourcissement du projectile.

11. Projectile à correction de trajectoire mettant en œuvre le procédé selon une des revendications 4 ou 5 caractérisé en ce qu'il comporte un culot (8) monté coulissant par rapport au corps (2) du projectile, culot constituant une partie arrière du projectile pouvant se déplacer par rapport à une partie avant formée par le corps (2) du projectile, le culot étant rendue solidaire du corps par un moyen de liaison déverrouillable (19).

12. Projectile à correction de trajectoire selon une des revendications 8 à 11, caractérisé en ce qu'il comporte au moins un volet (17) dont le déploiement radial est provoqué par le moyen de commande (3), volet assurant un freinage aérodynamique du projectile (1) et un raccourcissement de la portée de celui ci.

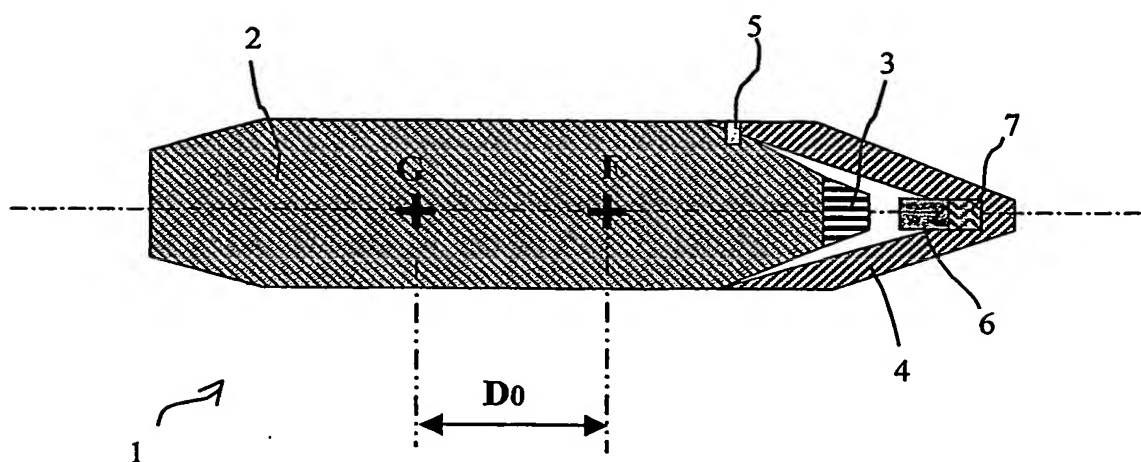


Fig 1a

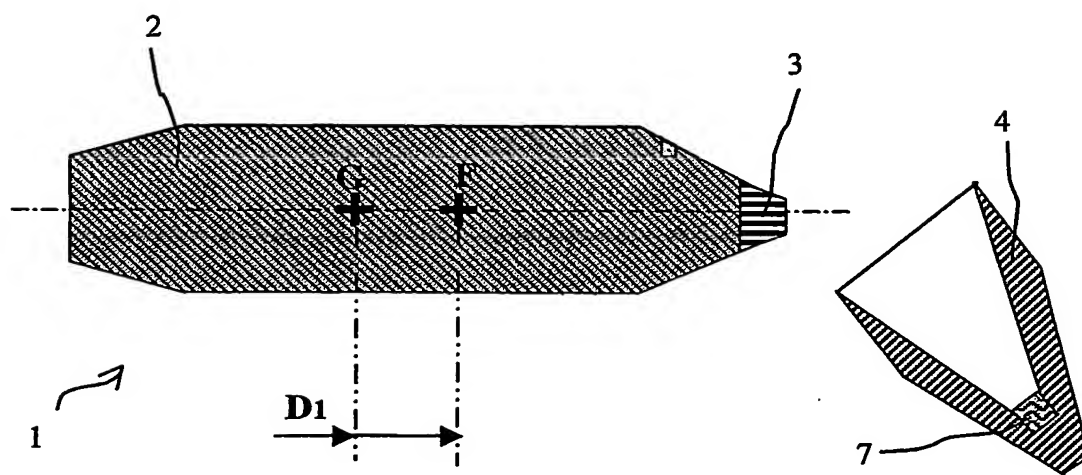
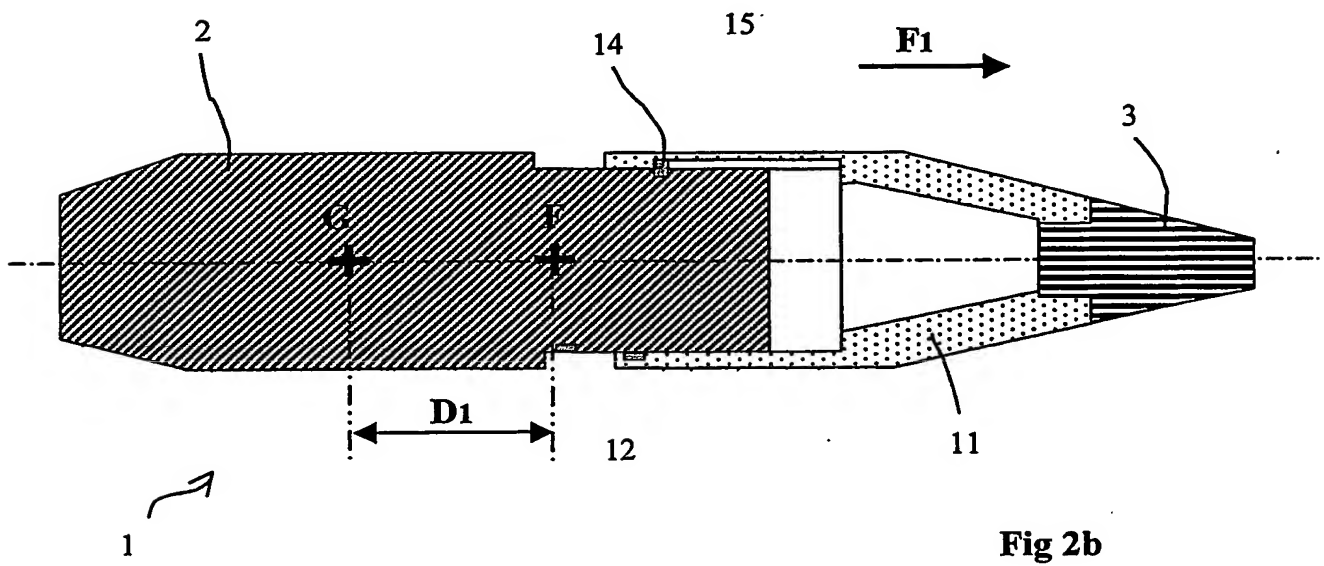
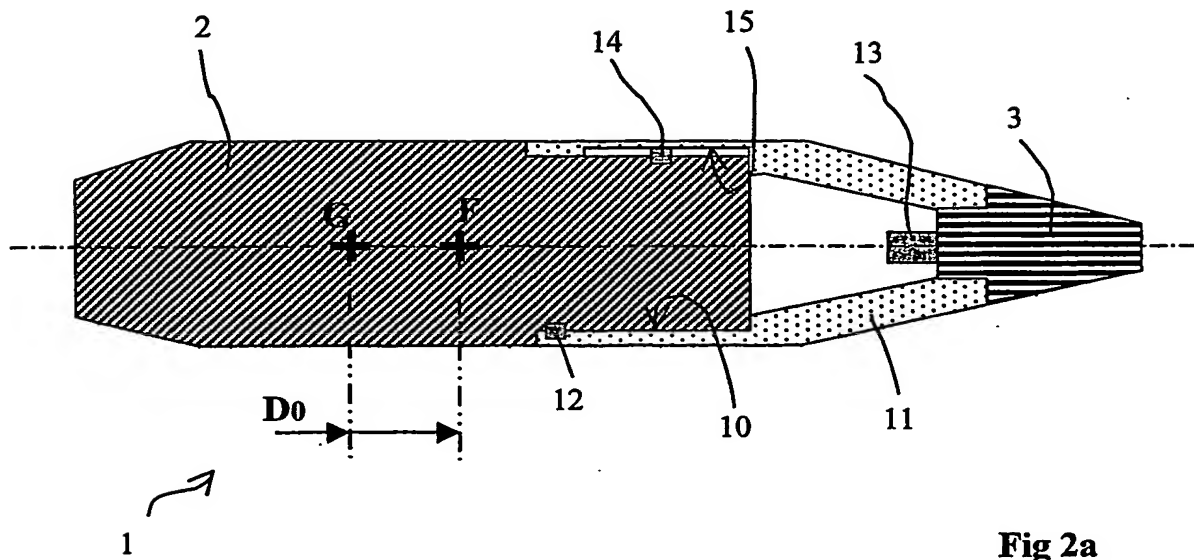


Fig 1b



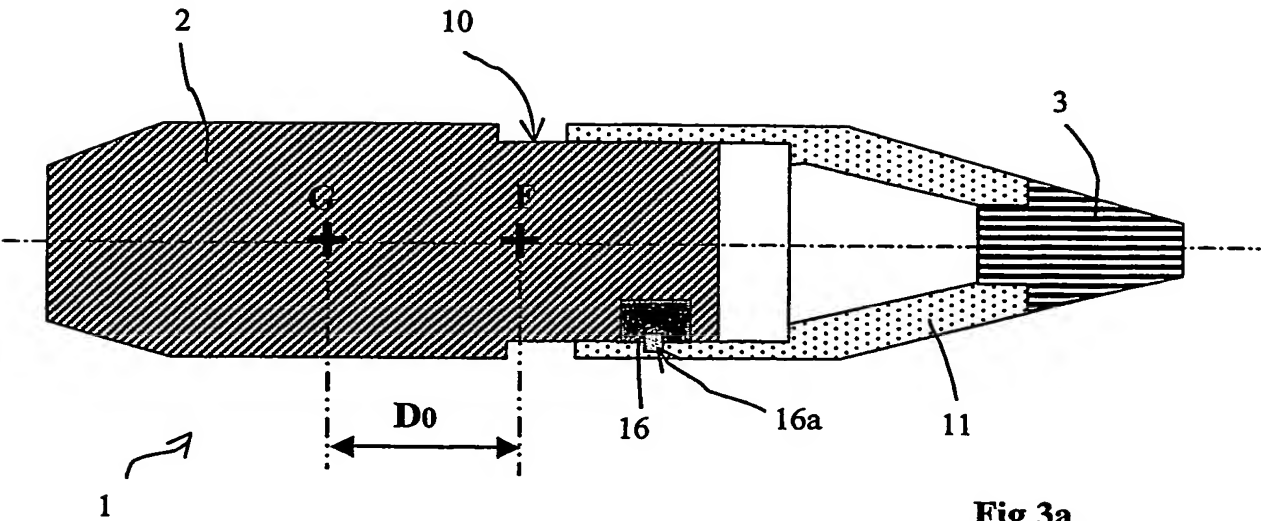


Fig 3a

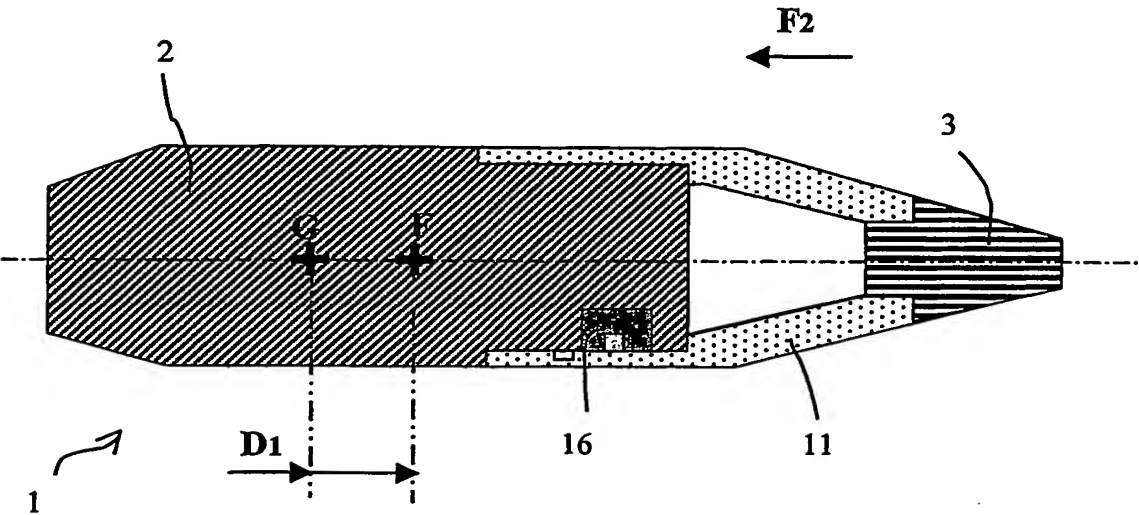


Fig 3b

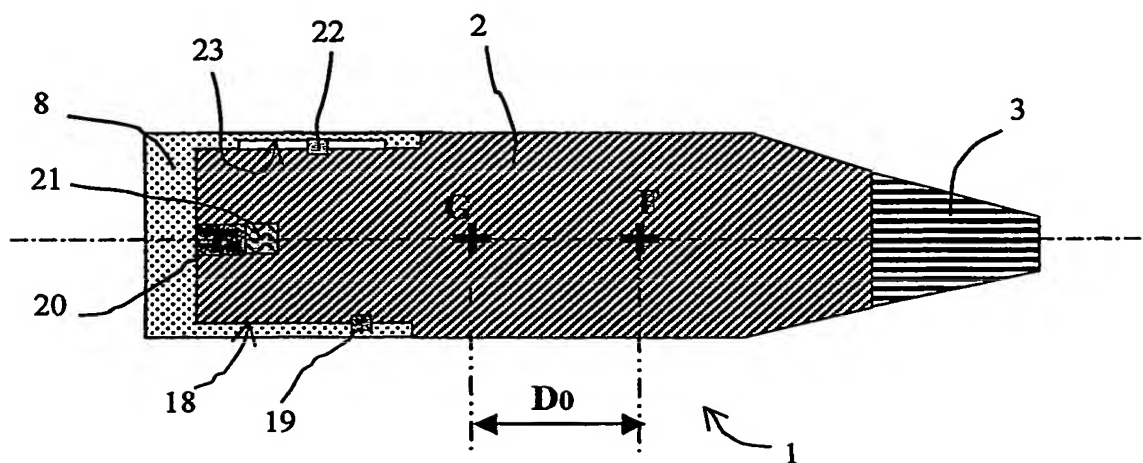


Fig 4a

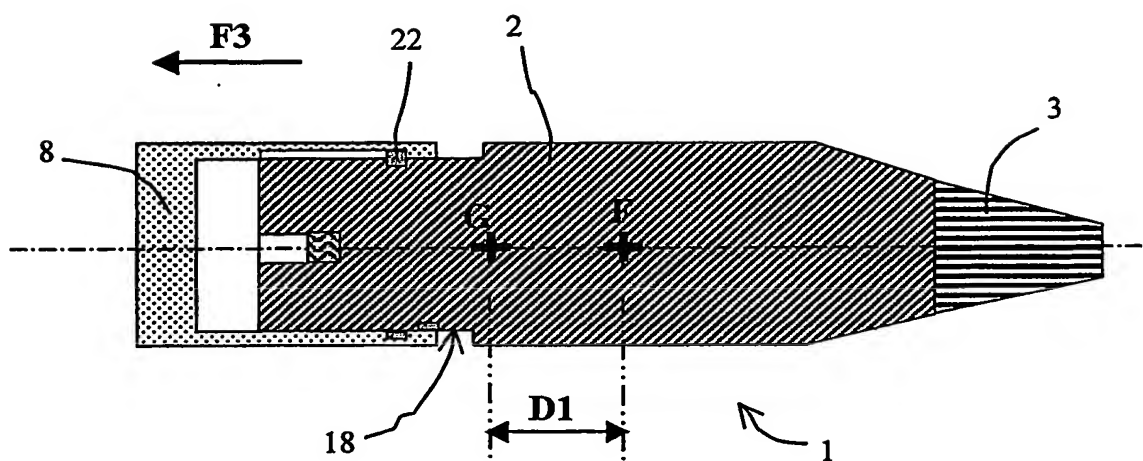


Fig 4b

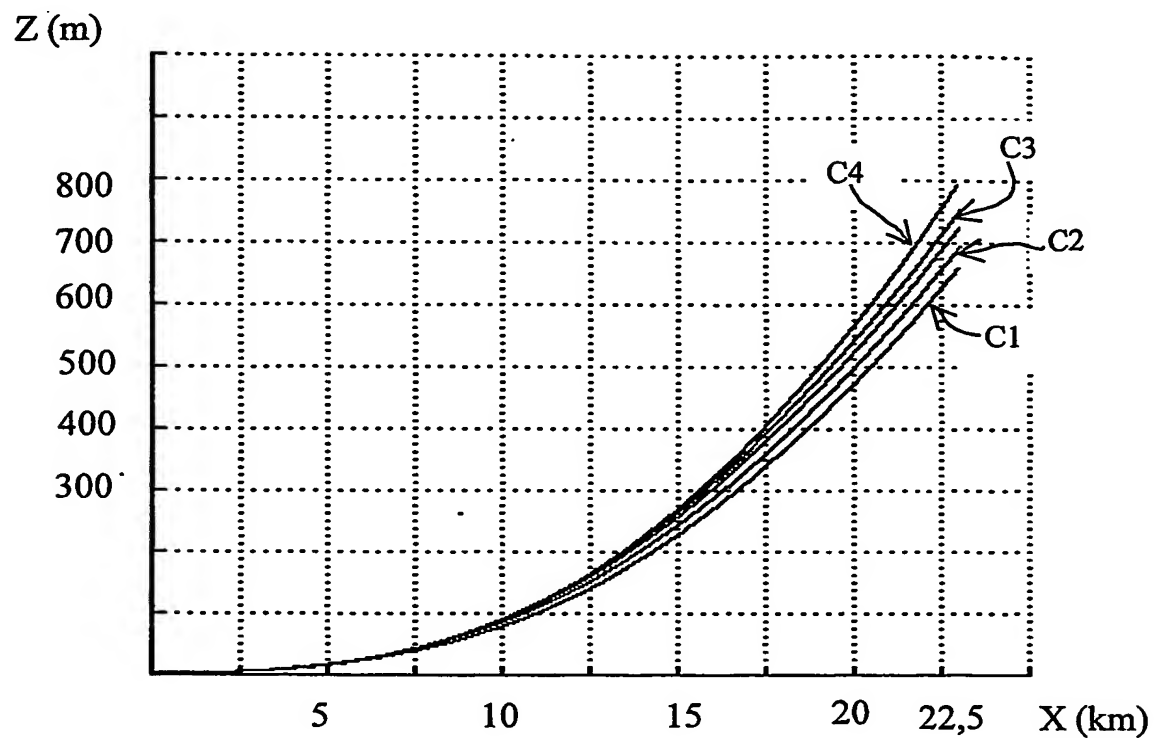


Fig 5a

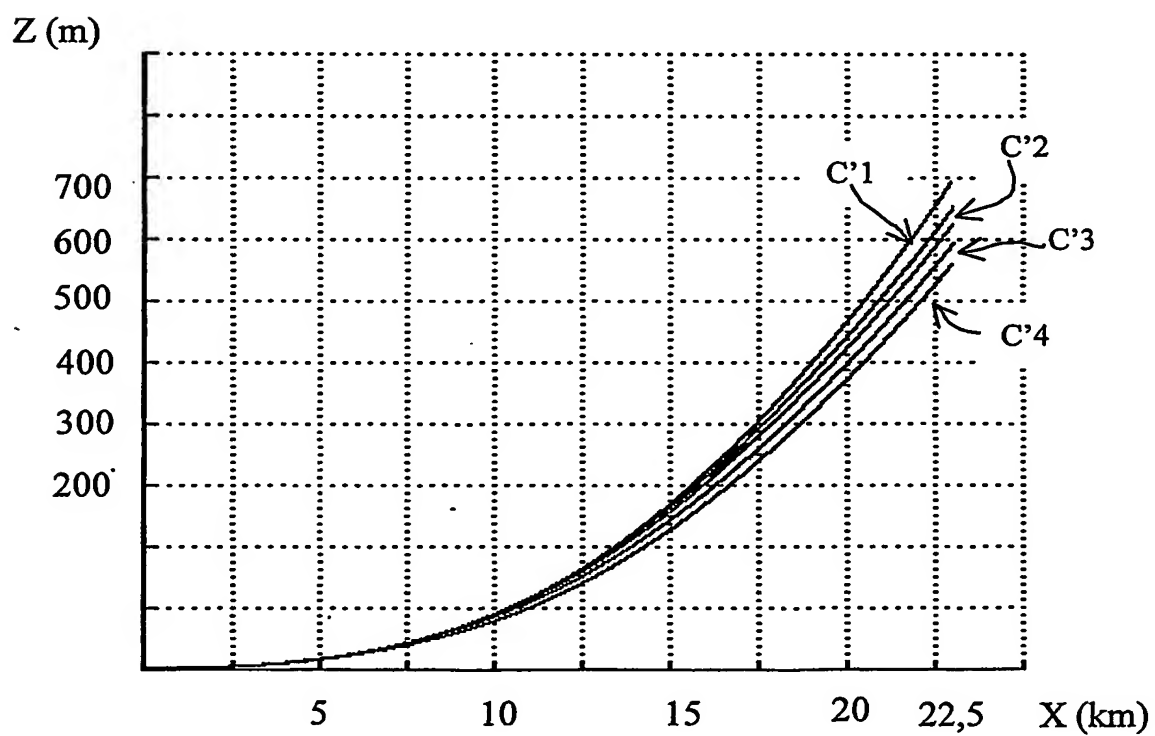
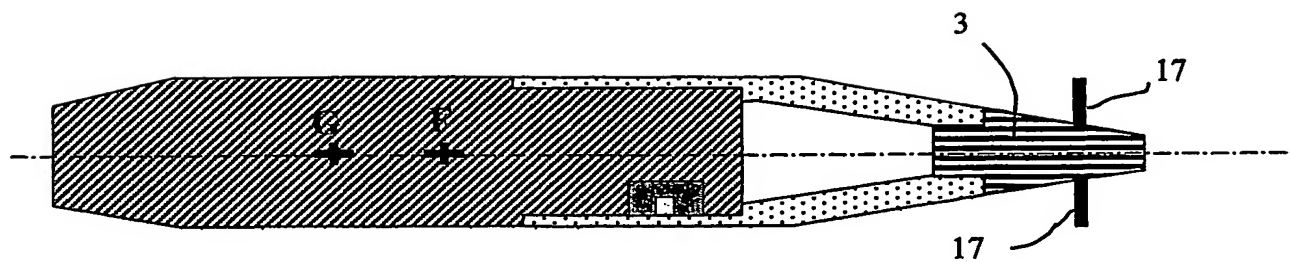
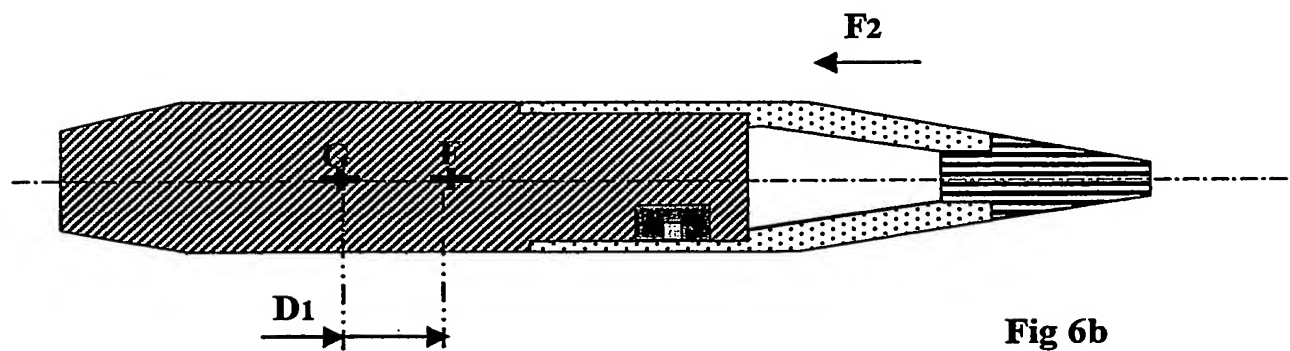
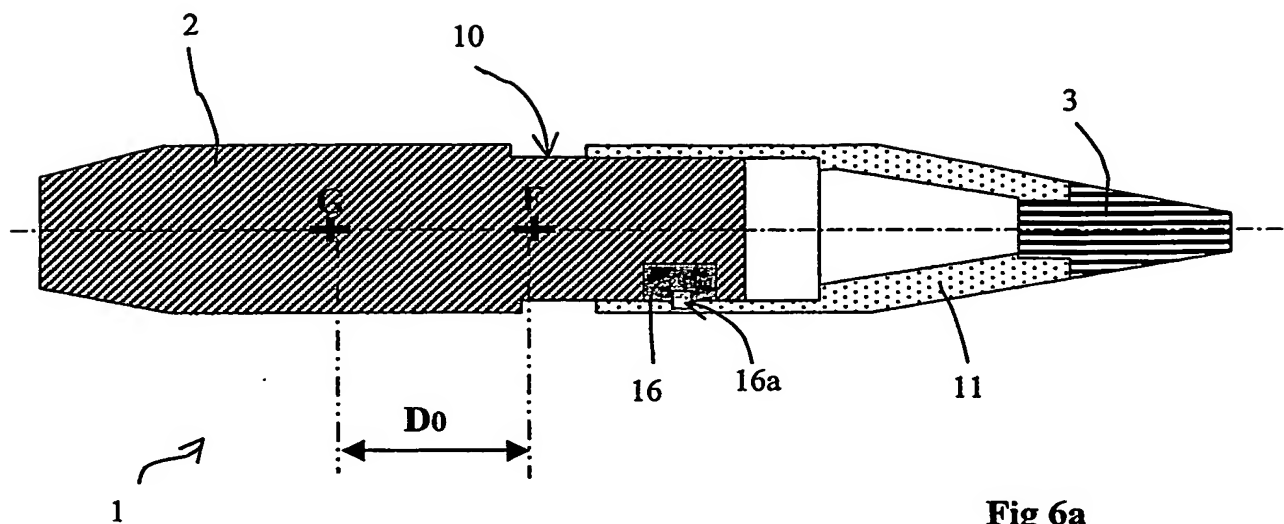


Fig 5b



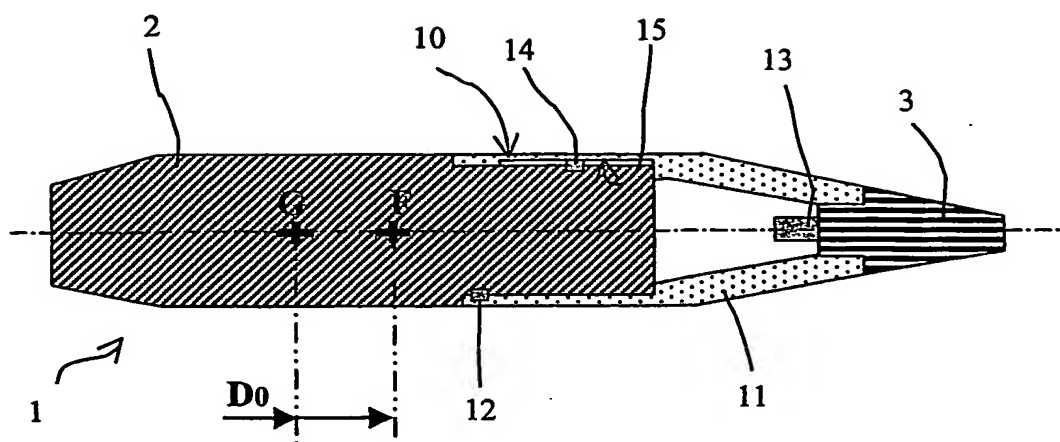


Fig 7a

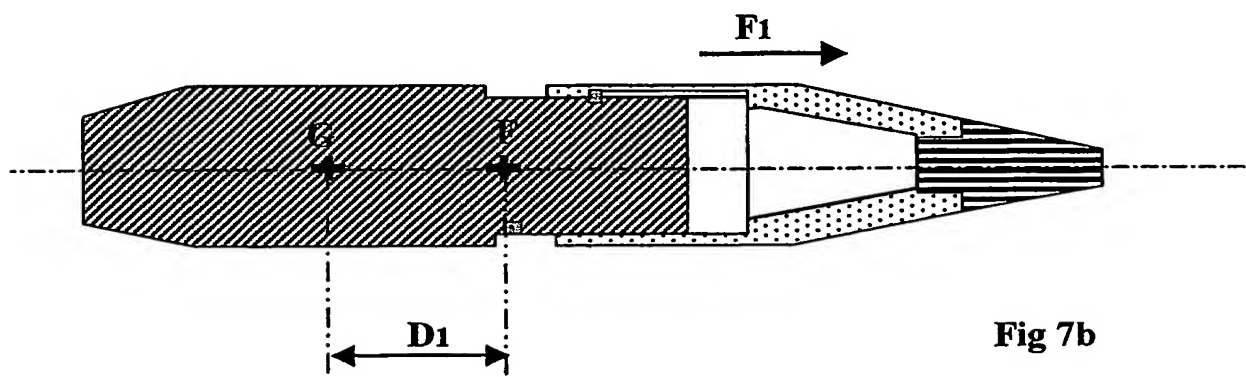


Fig 7b

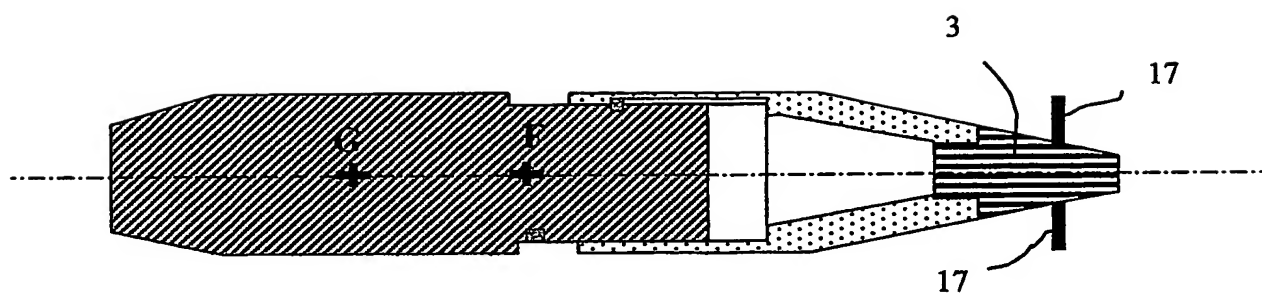
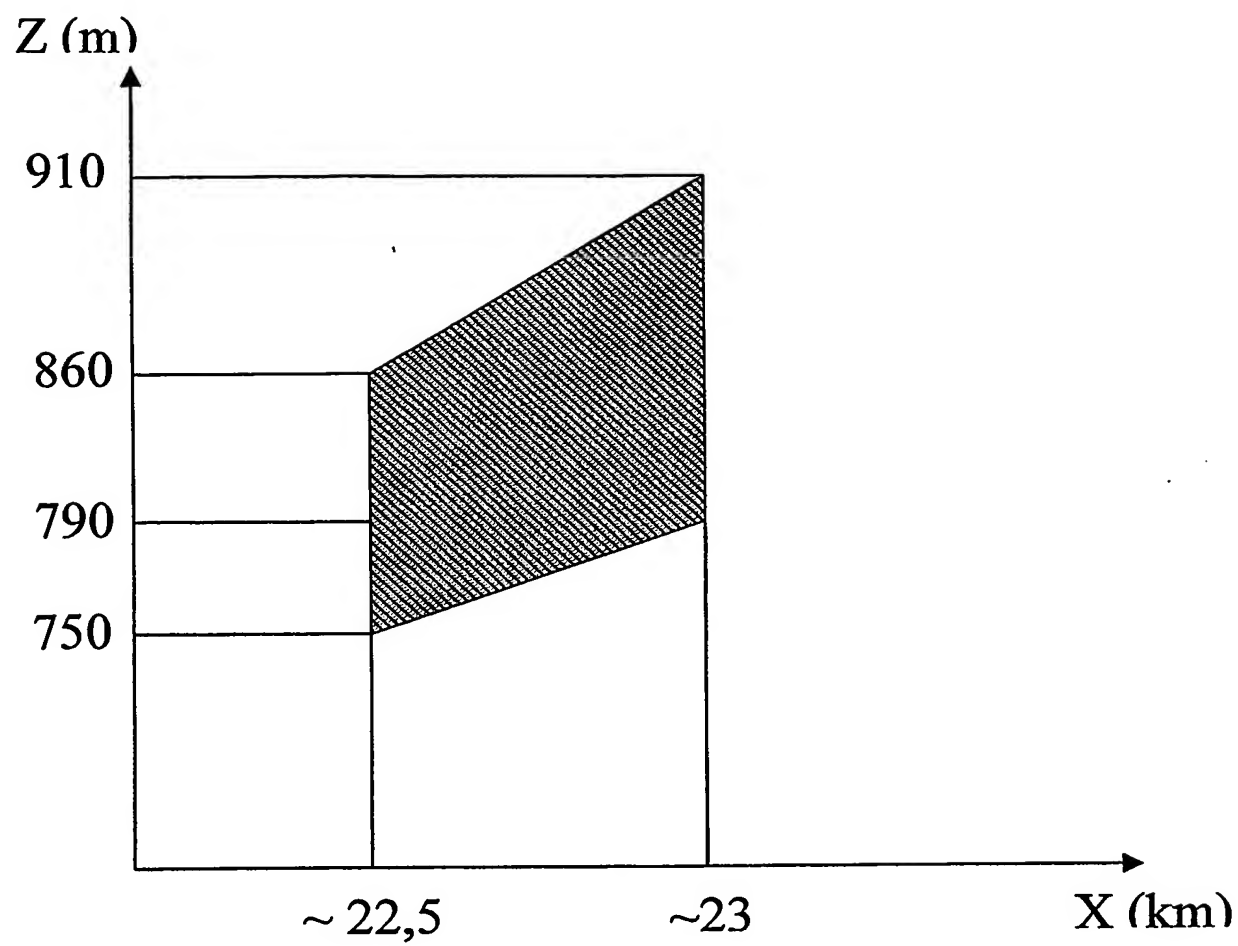


Fig 7c

**Fig 8**